

## PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 09-289413

(43)Date of publication of application : 04.11.1997

(51)Int.Cl.

H01Q 3/02

B64G 1/66

H01Q 1/28

H04B 7/185

(21)Application number : 08-101411

(71)Applicant : NEC AEROSPACE SYST LTD

(22)Date of filing : 23.04.1996

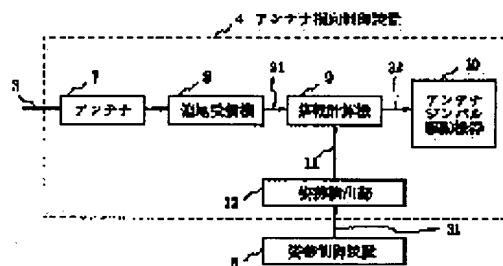
(72)Inventor : FUJIWARA HIROYOSHI

## (54) DIRECTIONAL CONTROLLER FOR ANTENNA

## (57)Abstract:

**PROBLEM TO BE SOLVED:** To eliminate the need to change track elements frequently, and improve the calculation precision of direction control over an antenna beam automatically according to information on the position of an antenna direction controller itself and information on the position of a satellite as a transmission destination.

**SOLUTION:** An antenna 7 receives a beacon signal 3. A tracking receiver 8 receives the signal from the antenna 7 and outputs an antenna direction measured value 21. An attitude detection part 12 inputs attitude data 31 from an attitude controller 5 and output an attitude detected value 11. A mounted computer 9 calculates antenna control data 32 from the attitude detected value 11 and antenna direction measured value 21 and outputs the data. An antenna gimbals driving equipment 10 controls the angle of the antenna with the antenna control data 32.



## LEGAL STATUS

[Date of request for examination] 23.04.1996

[Date of sending the examiner's decision of rejection] 15.02.2000

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

[Number of appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of requesting appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of extinction of right]

Copyright (C); 1998,2000 Japanese Patent Office

**THIS PAGE BLANK (USPTO)**

(19)日本国特許庁 (J P)

(12) 公 開 特 許 公 報 (A)

(11)特許出願公開番号

特開平9-289413

(43)公開日 平成9年(1997)11月4日

(51)Int.Cl. <sup>9</sup>	識別記号	序内整理番号	F I	技術表示箇所
H 0 1 Q 3/02			H 0 1 Q 3/02	
B 6 4 G 1/66			B 6 4 G 1/66	C
H 0 1 Q 1/28			H 0 1 Q 1/28	
H 0 4 B 7/185			H 0 4 B 7/185	

審査請求 有 請求項の数 5 O L (全 10 頁)

(21)出願番号 特願平8-101411

(22)出願日 平成8年(1996)4月23日

(71)出願人 000232221

日本電気航空宇宙システム株式会社  
神奈川県横浜市港北区新横浜2丁目4番18号

(72)発明者 藤原 宏悦

神奈川県横浜市港北区新横浜二丁目4番18号 日本電気航空宇宙システム株式会社内

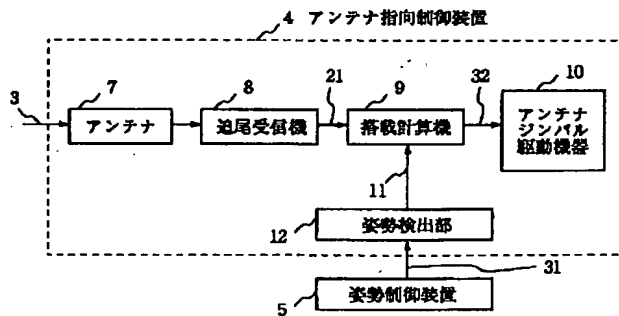
(74)代理人 弁理士 京本 直樹 (外2名)

(54)【発明の名称】 アンテナ指向制御装置

(57)【要約】

【課題】軌道要素の頻繁な変更を不要としかつ自己および相手先の衛星の位置情報により自動的にアンテナビームの指向制御の計算精度を高める。

【解決手段】アンテナ7はビーコン信号3を受ける。追尾受信機8はアンテナ7からの信号を受信しアンテナ方向測定値21を出力する。姿勢検出部12は姿勢制御装置5からの姿勢データ31を入力し姿勢検出値11を出力する。搭載計算機9は姿勢検出値11とアンテナ方向測定値21とからアンテナ制御データ32を計算し出力する。アンテナジンバル駆動機器10はアンテナ制御データ32によりアンテナの角度制御を行なう。



## 【特許請求の範囲】

【請求項 1】 目標物体からのビーコン信号を検出する目標検出手段と、自己の姿勢を検出する姿勢検出手段と、前記目標検出手段が出力する第 1 の信号および前記姿勢検出手段が出力する第 2 の信号により前記目標物体の軌道計算誤差並びに自己の姿勢誤差を推定する計算手段と、この計算手段が出力する第 3 の信号によりアンテナを前記目標物体に指向させる駆動手段とを備えたことを特徴とするアンテナ指向制御装置。

【請求項 2】 目標物体からのビーコン信号を受信するアンテナと、このアンテナが出力する受信信号により前記目標物体の方向を検出する追尾受信機と、人工衛星の姿勢データを入力する姿勢検出部と、前記追尾受信機が出力するアンテナ方向測定値および前記姿勢検出部が出力する姿勢検出値により前記目標物体の軌道計算誤差並びに前記人工衛星の姿勢誤差を推定する計算機と、この計算機が出力するアンテナ制御データにより前記アンテナを前記目標物体に指向させるアンテナ駆動機器とを備えたことを特徴とするアンテナ指向制御装置。

【請求項 3】 前記計算機が、前記目標物体および前記人工衛星の相対的位置計算を行ない相対位置計算値を出力する相対位置計算部と、前記アンテナの方向を推定するアンテナ方向推定部と、前記追尾受信機が出力する前記アンテナ方向測定値から前記アンテナ方向推定部が出力するアンテナ方向推定値を減算し観測誤差を出力する第 1 の減算器と、前記観測誤差を所定のアルゴリズムに基づき計算する観測計算部と、この観測計算部が出力する計算出力に最小自乗法による計算を実施する最小自乗計算部と、この最小自乗計算部が出力する姿勢誤差を前記姿勢検出値から減算する第 2 の減算器と、前記最小自乗計算部が出力する位置誤差を前記相対位置計算値から減算する第 3 の減算器とを備えたことを特徴とする請求項 2 記載のアンテナ指向制御装置。

【請求項 4】 前記計算機が、地上局から送信される軌道要素により前記目標物体および前記人工衛星の相対的位置計算を行ない相対位置計算値を出力する相対位置計算部と、前記アンテナの方向を推定するアンテナ方向推定部と、前記追尾受信機が出力する前記アンテナ方向測定値から前記アンテナ方向推定部が出力するアンテナ方向推定値を減算し観測誤差を出力する第 1 の減算器と、前記観測誤差を所定のアルゴリズムに基づき計算する観測計算部と、この観測計算部が出力する計算出力に最小自乗法による計算を実施する最小自乗計算部と、この最小自乗計算部が出力する姿勢誤差を前記姿勢検出値から減算する第 2 の減算器とを備えたことを特徴とする請求項 2 記載のアンテナ指向制御装置。

【請求項 5】 前記計算機が有する機能を、前記人工衛星に搭載された姿勢制御装置が備える計算機能により行なうことを特徴とする請求項 2、3 又は 4 記載のアンテナ指向制御装置。

## 【発明の詳細な説明】

## 【0001】

【発明の属する技術分野】 本発明はアンテナ指向制御装置に関し、特に人工衛星と宇宙機との間で衛星間通信を行なう人工衛星搭載用のアンテナ指向制御装置に関する。

## 【0002】

【従来の技術】 一般に、人工衛星（以下、衛星と記す）の姿勢は種々の外乱により姿勢誤差を生じる。この姿勢誤差により、衛星に搭載したアンテナのビームにも指向誤差が生じる。また、衛星の軌道も予測不可能な外乱を受けてその軌道が時々刻々と変化する。

【0003】 例えば、地球を周回する衛星と静止衛星との間で衛星間通信を行なう場合、周回衛星は周回毎に地球の陰に隠れるためその間衛星間通信はできなくなるので、周回衛星が静止衛星の視野内に再度出現したときには迅速に周回衛星を捕足しなければならない。さらに、捕足した後は上述の種々の外乱を受けても常に捕足し続ける必要がある。

【0004】 周回衛星はビーコン信号を発生しており、静止衛星の追尾受信機により周回衛星のビーコン信号を検出し捕足する。従って、追尾受信機の視野範囲内に周回衛星を捕足できるように、周回衛星と静止衛星との相対的な位置を求める軌道計算の精度を高く保つことが要求される。

【0005】 軌道周期が短い周回衛星の軌道計算では、軌道角速度の誤差が小さくても、これを積分した平均近点角の計算誤差は時間と共に増加する。

【0006】 このため、軌道計算に使用する軌道要素を 1 週間に 1 回程度は地上局の追跡管制設備から軌道要素の更新を行なう必要がある。この理由は上述の通り、衛星の軌道は予測不可能な外乱を受けて軌道が時々刻々と変化しているためである。

【0007】 従って、衛星間通信を行なうためには、高精度にアンテナビーム指向を制御できるアンテナビーム指向制御装置が必要となる。

【0008】 このようなアンテナビーム指向制御装置の一例として、特開平 2-296404 号公報記載の「人工衛星のアンテナビーム指向制御装置」が知られている。

【0009】 この公報では、姿勢制御に使用される姿勢検出センサを利用して、制御装置とアンテナ指向機構とで閉ループを構成し、姿勢誤差信号に基づいてアンテナビーム指向を制御する技術が記載されている。

【0010】 また、実開平 3-94817 号公報記載の「人工衛星搭載アンテナ制御装置」では、自己およびターゲット衛星の軌道伝播装置および姿勢制御系からの出力によりターゲット衛星の方位角度を計算しこれら出力と追尾信号誤差出力とを比較するバイアス誤差処理装置、アンテナ駆動制御機構に関する技術が記載されてい

る。

【0011】図6は従来のアンテナ指向制御装置を示すブロック図である。

【0012】従来のアンテナ指向制御装置は、衛星本体41と、これに取付けられた姿勢検出センサ45と、姿勢検出センサ45の出力から予め定めた制御則により制御量を算出する制御装置46と、制御装置46によりアンテナのビーム指向を制御するアンテナ指向機構44と、アンテナ43とから構成されている。

【0013】図6を参照すると、衛星本体41が何らかの外乱により姿勢誤差を生じると、この姿勢誤差角度を姿勢検出センサ45で検出し、この検出値を制御装置46に出力する。制御装置46では予め定めた制御則に従って制御量を計算し、アンテナ指向機構44を介してアンテナ43のビーム指向の制御を行なう。

【0014】

【発明が解決しようとする課題】上述した従来のアンテナ指向制御装置は、自己の衛星の姿勢誤差量のみを考慮し相手先の衛星の軌道誤差量を考慮せずにアンテナビームの指向制御を実施するため、指向制御精度が低いという欠点を有している。

【0015】また、相手先の衛星の方位角度のみの計算で衛星の位置情報を考慮していないため、指向制御精度が低いという欠点を有している。

【0016】さらに、指向制御の計算精度を高めるため、相手先の衛星の軌道計算に使用する軌道要素を頻繁に変更する必要があるという欠点を有している。

【0017】本発明の目的は、軌道要素の頻繁な変更を不要としかつ自己および相手先の衛星の位置情報により自動的にアンテナビームの指向制御精度を高めるアンテナ指向制御装置を提供することにある。

【0018】

【課題を解決するための手段】本発明のアンテナ指向制御装置は、目標物体からのビーコン信号を検出する目標検出手段と、自己の姿勢を検出する姿勢検出手段と、前記目標検出手段が出力する第1の信号および前記姿勢検出手段が出力する第2の信号により前記目標物体の軌道計算誤差並びに自己の姿勢誤差を推定する計算手段と、この計算手段が出力する第3の信号によりアンテナを前記目標物体に指向させる駆動手段とを備えたことを特徴としている。

【0019】また、目標物体からのビーコン信号を受信するアンテナと、このアンテナが出力する受信信号により前記目標物体の方向を検出する追尾受信機と、人工衛星の姿勢データを入力する姿勢検出部と、前記追尾受信機が出力するアンテナ方向測定値および前記姿勢検出部が出力する姿勢検出値により前記目標物体の軌道計算誤差並びに前記人工衛星の姿勢誤差を推定する計算機と、この計算機が出力するアンテナ制御データにより前記アンテナを前記目標物体に指向させるアンテナ駆動機器と

を備えたことを特徴としている。

【0020】前記計算機が、前記目標物体および前記人工衛星の相対的位置計算を行ない相対位置計算値を出力する相対位置計算部と、前記アンテナの方向を推定するアンテナ方向推定部と、前記追尾受信機が出力する前記アンテナ方向測定値から前記アンテナ方向推定部が出力するアンテナ方向推定値を減算し観測誤差を出力する第1の減算器と、前記観測誤差を所定のアルゴリズムに基づき計算する観測計算部と、この観測計算部が出力する計算出力に最小自乗法による計算を実施する最小自乗計算部と、この最小自乗計算部が出力する姿勢誤差を前記姿勢検出値から減算する第2の減算器と、前記最小自乗計算部が出力する位置誤差を前記相対位置計算値から減算する第3の減算器とを備えたことを特徴としている。

【0021】前記計算機が、地上局から送信される軌道要素により前記目標物体および前記人工衛星の相対的位置計算を行ない相対位置計算値を出力する相対位置計算部と、前記アンテナの方向を推定するアンテナ方向推定部と、前記追尾受信機が出力する前記アンテナ方向測定値から前記アンテナ方向推定部が出力するアンテナ方向推定値を減算し観測誤差を出力する第1の減算器と、前記観測誤差を所定のアルゴリズムに基づき計算する観測計算部と、この観測計算部が出力する計算出力に最小自乗法による計算を実施する最小自乗計算部と、この最小自乗計算部が出力する姿勢誤差を前記姿勢検出値から減算する第2の減算器とを備えたことを特徴としている。

【0022】また、前記計算機が有する機能を、前記人工衛星に搭載された姿勢制御装置が備える計算機能により行なうことを特徴としている。

【0023】

【発明の実施の形態】次に、本発明の実施の形態について図面を参照して説明する。

【0024】図1は本発明のアンテナ指向制御装置を適用した人工衛星の主要部の構成を示す図である。

【0025】図1を参照すると、衛星1は衛星間通信を行なうために宇宙機2からのビーコン信号3を受け常にアンテナを宇宙機2に向けて指向捕捉させるアンテナ指向制御装置4と、衛星1の姿勢を計測する姿勢センサ6と、姿勢センサ6からのセンサ出力により衛星1の姿勢制御を行なうとともに姿勢データ31をアンテナ指向制御装置4に送出する姿勢制御装置5とから構成されている。

【0026】ここで、宇宙機とは宇宙空間軌道上を航行する飛行体の総称であり、人工衛星、軌道間輸送機、スペースプレーン、シャトル等のオービターを示す。

【0027】また、衛星とは周回衛星を含むがここでは特に静止衛星を対象とし、静止衛星から宇宙機を追尾する場合について説明する。

【0028】図2は本発明のアンテナ指向制御装置の実施の形態を示すブロック図である。

【0029】図2を参照すると、アンテナ指向制御装置4は宇宙機2からのビーコン信号3を受けるアンテナ7と、アンテナ7からの信号を受信しアンテナ方向測定値21を出力する追尾受信機8と、姿勢制御装置5からの姿勢データ31を入力し姿勢検出値11を出力する姿勢検出部12と、姿勢検出値11とアンテナ方向測定値21とを制御則により計算しアンテナ制御データ32を出力する搭載計算機9と、アンテナ制御データ32によりアンテナの角度制御を行なうアンテナジンバル駆動機器10とから構成されている。

【0030】搭載計算機9により、姿勢検出値11およびアンテナ方向測定値21の実測値に基づきアンテナの指向制御を行なうため精度の高い追尾が可能となる。

【0031】図3は図2の搭載計算機の第1の機能構成を示す詳細ブロック図である。

【0032】図3を参照すると、搭載計算機9は宇宙機2および衛星1の相対的位置計算を行ない相対位置計算値17を出力する相対位置計算部13と、アンテナの方向を推定するアンテナ方向推定部14と、アンテナ方向推定部14が出力するアンテナ方向推定値22をアンテナ方向測定値21から減算し観測誤差18を出力する減算器36と、観測誤差18を所定のアルゴリズムに基づき計算する観測計算部15と、観測計算部15の計算出力37を最小自乗法による計算を実施する最小自乗計算部16と、最小自乗計算部16が出力する位置誤差19を相対位置計算値17から減算する減算器34と、最小自乗計算部16が出力する姿勢誤差20を姿勢検出値11から減算する減算器35とから構成されている。

【0033】なお、図3において図2に示す構成要素に対応するものは同一の参照数字または符号を付し、その説明を省略する。

【0034】次に、図2および図3を参照して本実施の形態の動作をより詳細に説明する。

【0035】相対位置計算部13は初期設定された宇宙機2と衛星1との軌道要素からこれらの相対位置を計算し相対位置計算値17を出力する。

【0036】相対位置計算値17は減算器34により位

置誤差19が減算されアンテナ方向推定部14に出力される。

【0037】一方、姿勢制御装置5から姿勢検出部12を介して入力された姿勢検出値11は減算器35により姿勢誤差20が減算されアンテナ方向推定部14に出力される。

【0038】アンテナ方向推定部14では相対位置計算値17から位置誤差19を減算したデータを、姿勢検出値11から姿勢誤差20を減算したデータに基づいた座標変換行列により、衛星1を基準とした衛星座標に変換し、この変換した衛星座標における宇宙機2および衛星1の相対位置に基づき追尾受信機8の出力を予測しアンテナ方向推定値22を出力する。

【0039】減算器36はアンテナ方向推定値22を追尾受信機8で実測したアンテナ方向測定値21から減算し、観測誤差18を観測計算部15に出力する。

【0040】観測計算部15では種々の方程式に基づいて計算出力37を出力する。最小自乗計算部16は計算出力37から誤差について最小自乗計算を実行し、位置誤差19および姿勢誤差20を各々減算器34、35に出力する。

【0041】図4は人工衛星の座標軸を説明する図である。

【0042】衛星1を基準とした衛星座標系において、姿勢決定誤差はロール軸24（X軸）回りの姿勢誤差と、ピッチ軸25（Y軸）回りの姿勢誤差と、ヨー軸26（Z軸）回りの姿勢誤差とを有する。また、アンテナ方向推定値22はアンテナ7のアジマス角27とエレベーション角28とから計算される。

【0043】次に宇宙機2の軌道誤差を推定する観測計算部15の種々の観測方程式について説明する。

【0044】宇宙機2が円軌道上に在る場合、軌道長半径、軌道傾斜角、昇降点赤経、平均近点角誤差、平均運動および近地点通過経過時間から、宇宙機2の位置は式(1)～(5)で計算される。

【0045】

7

8

$$r = a(\hat{s} \cos \theta^{\text{Est}}(t) + \hat{p} \sin \theta^{\text{Est}}(t)) \quad \dots\dots\dots (1)$$

$$\hat{n} = \begin{pmatrix} \sin i \sin \Omega \\ -\sin i \cos \Omega \\ \cos i \end{pmatrix} \quad \dots\dots\dots (2)$$

$$\hat{s} = \begin{pmatrix} \cos \Omega \\ \sin \Omega \\ 0 \end{pmatrix} \quad \dots\dots\dots (3)$$

$$\hat{p} = \begin{pmatrix} \cos i \sin \Omega \\ -\cos i \cos \Omega \\ \sin i \end{pmatrix} \quad \dots\dots\dots (4)$$

$$\theta^{\text{Est}}(t) = nt + \epsilon_u \quad \dots\dots\dots (5)$$

ただし、 $r$ ：宇宙機 2 の位置計算値

$\epsilon_u$ ：平均近点角誤差

$a$ ：軌道長半径

$i$ ：軌道傾斜角

$\Omega$ ：昇降点赤経

$n$ ：平均運動

$t$ ：近地点通過からの経過時間

【0046】次に、衛星 1 の軌道位置を軌道傾斜角 0 と  
して、式 (1) ~ (5) により同様に計算する。ただ  
し、静止衛星の場合、軌道位置での平均近点角誤差は 0  
とする。

【0047】アンテナ方向推定値 22 は、相対位置計算  
値 17 を衛星座標に座標変換して求め、式 (6) で計算  
される。

$$r_r = r - r_D \quad \dots\dots\dots (6)$$

ただし、 $r_r$ ：宇宙機 2 の相対位置計算値 17

$r_D$ ：(静止)人工衛星 1 の位置計算値

【0049】なお、座標変換は式 (7) で行なう。

$$r_b = T_{Att} r \quad \dots\dots\dots (7)$$

ただし、 $T_{Att}$ ：座標変換行列

$r_b$ ： $r_r$  の衛星座標系での値

【0051】この変換に必要な座標変換行列は、衛星 1  
が理想的な方向を指向している目標姿勢変換行列と、ロ  
ール軸 24 回りの姿勢決定値と、ピッチ軸 25 回りの姿  
勢決定値と、ヨー軸 26 回りの姿勢決定値と、ロール軸

24 回りの姿勢決定誤差と、ピッチ軸 25 回りの姿勢決  
定誤差と、ヨー軸 26 回りの姿勢決定誤差とを用いて、  
式 (8)、(9) で与えられる。

【0052】

$$T_{Ax} = T(\epsilon) T(\theta) T_{Ax0} \quad \dots\dots\dots (8)$$

$$T(\theta) = \begin{pmatrix} 1 & \theta_x & -\theta_y \\ -\theta_x & 1 & \theta_z \\ \theta_y & -\theta_z & 1 \end{pmatrix} \quad \dots\dots\dots (9)$$

ただし、 $T_{Ax0}$ ：目標姿勢変換行列

$\theta_x$ ：X軸あるいはロール軸24回りの姿勢決定値

$\theta_y$ ：Y軸あるいはピッチ軸25回りの姿勢決定値

$\theta_z$ ：Z軸あるいはヨー軸26回りの姿勢決定値

$\epsilon_x$ ：X軸あるいはロール軸24回りの姿勢決定誤差

$\epsilon_y$ ：Y軸あるいはピッチ軸25回りの姿勢決定誤差

$\epsilon_z$ ：Z軸あるいはヨー軸26回りの姿勢決定誤差

【0053】アンテナ方向推定値22をアンテナのアジマス角27、エレベーション角28を用いて式(10)、(11)で計算する。

【0054】

$$\phi_{Ax} = \tan^{-1} \left( \frac{-r_{b,y}}{r_{b,x}} \right) \quad \dots\dots\dots (10)$$

$$\phi_{Az} = \sin^{-1} \left( \frac{r_{b,z}}{|r_b|} \right) \quad \dots\dots\dots (11)$$

【0055】アンテナのアジマス角27における観測誤差18は、ロール軸24回りの姿勢決定誤差と、ピッチ軸25回りの姿勢決定誤差と、ヨー軸26回りの姿勢決定誤差と、相対位置計算値17における平均近点角誤差とを用いて式(12)で計算される。

【0056】

$$d\phi_{Ax} = \frac{d\phi_{Ax}}{d\epsilon_x} \epsilon_x + \frac{d\phi_{Ax}}{d\epsilon_y} \epsilon_y + \frac{d\phi_{Ax}}{d\epsilon_z} \epsilon_z + \frac{d\phi_{Ax}}{du} u \quad \dots\dots\dots (12)$$

ただし、 $d\phi_{Ax}^{Obs} - \phi_{Ax}$ ：アンテナのアジマス角27における観測誤差18

$\phi_{Ax}^{Obs}$ ：アンテナのアジマス角27のアンテナ方向測定値21

【0057】あるいは簡略式として式(13)～(15)のように表される。

【0058】

$$d\phi_{Ax} = h_{Ax}^T X \quad \dots\dots\dots (13)$$

$$X = \begin{pmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \epsilon_z \\ \epsilon_u \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \epsilon \\ \epsilon_u \end{pmatrix} \quad \dots\dots\dots (14)$$

$$h_{Ax} = \begin{pmatrix} \frac{d\phi_{Ax}}{d\epsilon_x} \\ \frac{d\phi_{Ax}}{d\epsilon_y} \\ \frac{d\phi_{Ax}}{d\epsilon_z} \\ \frac{d\phi_{Ax}}{d\epsilon_u} \end{pmatrix} \quad \dots\dots\dots (15)$$



で表される。

$$h_{As} = \begin{pmatrix} -1 \\ -\tan \phi_{E1} \sin \phi_{As} \\ \tan \phi_{E1} \cos \phi_{As} \\ \frac{\cos^2 \phi_{As}}{r_s^2} (r_s dr_s - r_z dr_z) \end{pmatrix} \quad \text{..... (16)}$$

$$\text{ここで, } d = \frac{dr}{d\theta_{Est}}$$

【0061】また、アンテナのエレベーション角 28 における観測誤差 18 は同様に式 (17) で計算され

$$d\phi_{E1} = \frac{d\phi_{E1}}{d\epsilon_x} \epsilon_x + \frac{d\phi_{E1}}{d\epsilon_y} \epsilon_y + \frac{d\phi_{E1}}{d\epsilon_z} \epsilon_z + \frac{d\phi_{E1}}{du} u \quad \text{..... (17)}$$

ただし、 $d\phi_{E1} = \phi_{E1}^{Obs} - \phi_{E1}$  : アンテナのエレベーション角 28 における観測誤差 18

$\phi_{E1}^{Obs}$  : アンテナのエレベーション角 28 のアンテナ方向測定値 21

【0063】あるいは簡略式として式 (18), (19) のように表される。

【0065】なお、式 (19) は具体的には式 (20) で表される。

【0064】

$$d\phi_{E1} = h_{E1}^T X \quad \text{..... (18)}$$

【0066】

$$h_{E1} = \begin{pmatrix} \frac{d\phi_{E1}}{d\epsilon_x} \\ \frac{d\phi_{E1}}{d\epsilon_y} \\ \frac{d\phi_{E1}}{d\epsilon_z} \\ \frac{d\phi_{E1}}{d\epsilon_u} \end{pmatrix} \quad \text{..... (19)}$$

$$h_{E1} = \begin{pmatrix} 0 \\ -\cos \phi_{As} \\ -\sin \phi_{As} \\ \frac{d_x}{r \cos \phi_{E1}} - \frac{\tan \phi_{E1}}{r^2} r \cdot d \end{pmatrix} \quad \text{..... (20)}$$

【0067】上述の方程式の解は最小自乗法を使用して求める。

【0068】また、宇宙機 2 の軌道を円軌道とした場合の方程式を例示したが、宇宙機が離心率の小さな楕円軌道を周回している場合には、ケプラー方程式の近似解を使用した観測方程式を用いて計算する。なお、ケプラー方程式の近似解には離心率について展開した摂動解を適用する。

【0069】図 5 は図 2 の搭載計算機の第 2 の機能構成を示す詳細ブロック図である。

【0070】図 5 を参照すると、搭載計算機 9 は宇宙機 2 および衛星 1 の相対的位置計算を行ない相対位置計算値 17 を出力する相対位置計算部 13 と、アンテナの方向を推定するアンテナ方向推定部 14 と、アンテナ方向推定部 14 が出力するアンテナ方向推定値 22 とアンテナ方向測定値 21 とを減算し観測誤差 18 を出力する減算器 36 と、観測誤差 18 を所定のアルゴリズムに基づき計算する観測計算部 15 と、観測計算部 15 の計算出力 37 を最小自乗法による計算を実施する最小自乗計算部 16 と、最小自乗計算部 16 が出力する姿勢誤差 20

を姿勢検出値11から減算する減算器35とから構成されている。

【0071】なお、図5において図3に示す構成要素に対応するものは同一の参照数字または符号を付し、その説明を省略する。

【0072】次に、図2および図5を参照して本実施の形態の動作をより詳細に説明する。

【0073】相対位置計算部13は地上局から送信される宇宙機2と衛星1との軌道要素更新23のデータから、これらの相対位置を計算し相対位置計算値17を出力する。

【0074】ここでは、地上局で観測された宇宙機2および衛星1の軌道要素が、軌道要素更新23として地上局から適時マニュアル操作または自動操作により衛星1に送信され、データの更新が行なわれている。ただし、姿勢誤差20によるフィードバック制御ループを備えているため、軌道要素更新の回数を減少させることができる。

【0075】従って、最新の軌道要素が相対位置計算部13に常に入力されるため、図3に示す構成の相対位置計算値17と最小自乗計算部16が出力する位置誤差19との差分をとる減算器34およびこれらのフィードバック制御ループが不用になり、構成の簡略化が行なえる。

【0076】最新の軌道要素更新23により計算された相対位置計算値17は直接アンテナ方向推定部14に出力される。

【0077】一方、姿勢制御装置5から姿勢検出部12を介して入力された姿勢検出値11は減算器35により姿勢誤差20が減算されアンテナ方向推定部14に出力される。

【0078】アンテナ方向推定部14では相対位置計算値17および姿勢検出値11のデータから姿勢誤差20を減算したデータを、衛星1を基準とした衛星座標に変換し、これらデータから衛星座標における宇宙機2および衛星1の相対位置に基づき追尾受信機8の動作シミュレーションを行ないアンテナ方向推定値22を出力する。

【0079】減算器36はアンテナ方向推定値22と追尾受信機8で実測したアンテナ方向測定値21とを減算し、観測誤差18を観測計算部15に出力する。

【0080】観測計算部15では種々の方程式に基づいて計算出力37を出力する。最小自乗計算部16は計算出力37から誤差について最小自乗計算を実行し、姿勢誤差20を減算器35に出力する。

【0081】宇宙機2の軌道誤差を推定する観測計算部15の種々の観測方程式については図3による構成で記述した内容と同一なので、ここでは説明を省略する。

【0082】なお、本発明の構成は図2に限定されるものではなく、例えば搭載計算機9の代りに姿勢制御装置

5に内蔵されている計算機を使用することも可能である。

【0083】アンテナ指向制御精度の改善については、従来技術で衛星姿勢検出誤差によるアンテナ指向誤差は0.02deg、宇宙機位置誤差によるアンテナ指向誤差は0.04degが見込まれるが、本発明ではこれら誤差を追尾受信機による実測データに基づいて推定し補償するため、従来技術のアンテナ指向制御精度の10倍程度の高精度が達成できる。

【0084】

【発明の効果】以上説明したように、本発明のアンテナ指向制御装置は、目標物体としての宇宙機を追尾している追尾受信機からの実測値に基づいて宇宙機の軌道を推定できるので、宇宙機の軌道要素を一度設定しておく外乱により摂動を受けても、軌道要素の誤差推定機能により自動的に宇宙機の軌道要素を更新するため軌道要素の送信が不要でありかつアンテナ指向精度の高精度化が達成できるという効果を有している。

【0085】また、地上局側で観測した最新の軌道要素を頻繁に送信することなく適時送信することにより衛星側での運用を簡略化するという効果を有している。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明のアンテナ指向制御装置を適用した人工衛星の主要部の構成を示す図である。

【図2】本発明のアンテナ指向制御装置の実施の形態を示すブロック図である。

【図3】図2の搭載計算機の第1の機能構成を示す詳細ブロック図である。

【図4】人工衛星の座標軸を説明する図である。

【図5】図2の搭載計算機の第2の機能構成を示す詳細ブロック図である。

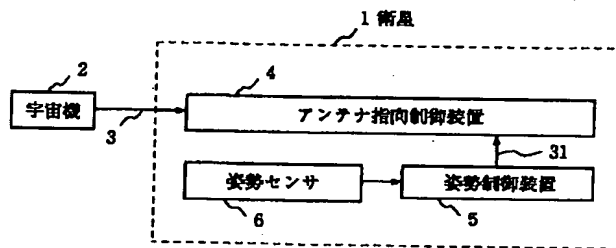
【図6】従来のアンテナ指向制御装置を示すブロック図である。

【符号の説明】

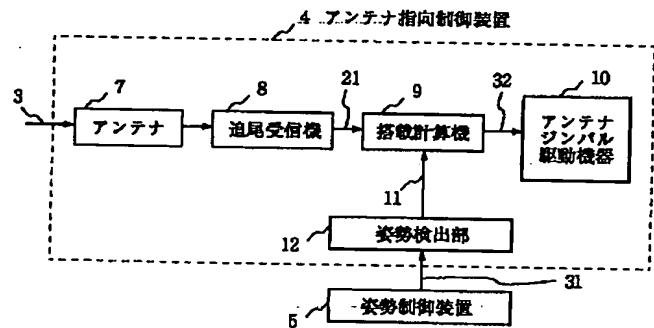
- 1 衛星
- 2 宇宙機
- 3 ビーコン信号
- 4 アンテナ指向制御装置
- 5 姿勢制御装置
- 6 姿勢センサ
- 7 アンテナ
- 8 追尾受信機
- 9 搭載計算機
- 10 アンテナジンバル駆動機器
- 11 姿勢検出値
- 12 姿勢検出部
- 13 相対位置計算部
- 14 アンテナ方向推定部
- 15 観測計算部
- 16 最小自乗計算部

- 15
- 17 相対位置計算値
  - 18 観測誤差
  - 19 位置誤差
  - 20 姿勢誤差
  - 21 アンテナ方向測定値
  - 22 アンテナ方向推定値
  - 23 軌道要素更新
  - 24 ロール軸
  - 25 ピッチ軸
  - 26 ヨー軸
  - 27 アジマス角

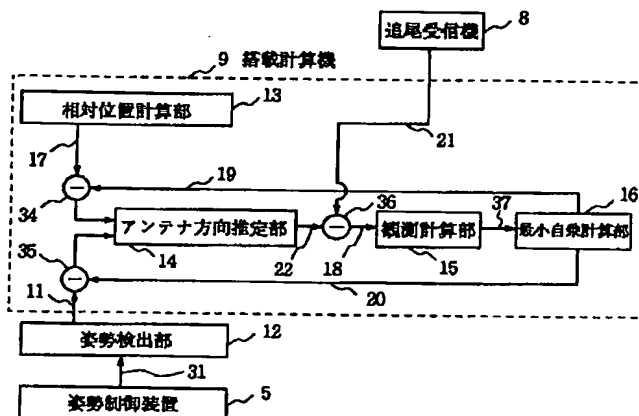
【図 1】



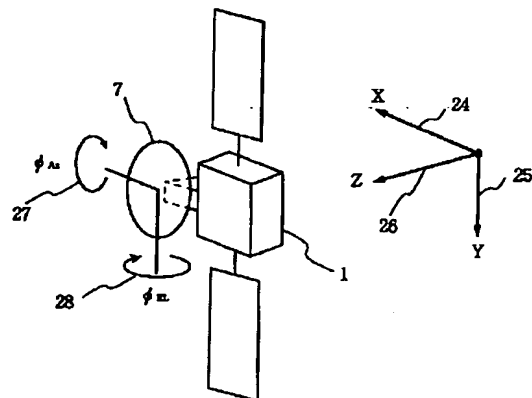
【図 2】



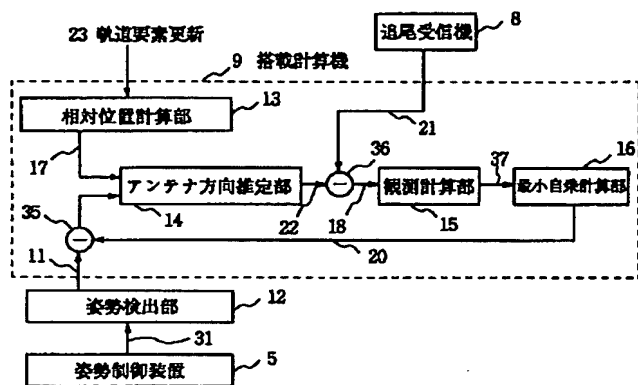
【図 3】



【図 4】



【図 5】



【図 6】

